

행성 근접 통과를 이용한 목성 탐사선의 최적 발사 시기

송영주^{1†}, 유성문¹, 박은서¹, 박상영¹, 최규홍¹,
윤재철², 임조령², 김방엽², 김한돌², 최준민², 김병교²
¹연세대학교 천문우주학과
²한국항공우주연구원

LAUNCH OPPORTUNITIES FOR JUPITER MISSIONS USING THE GRAVITY ASSIST

Young-Joo Song^{1†}, Sung-Moon Yoo¹, Eun-Seo Park¹, Sang-Young Park¹,
Kyu-Hong Choi¹, Jae-Cheol Yoon², Jo-Ryeong Yim², Bang-Yeop Kim²,
Han-Dol Kim², Jun-Min Choi², and Byung-Kyo Kim²

¹Department of Astronomy and Space Science, Yonsei University, Seoul 120-749, Korea

²Korea Aerospace Research Institute(KARI), Daejeon 305-600, Korea

E-mail: yjsong@galaxy.yonsei.ac.kr

(Received March 30, 2004; Accepted May 29, 2004)

요 약

향후 우리나라의 행성 탐사 임무에 대비하여 행성 근접 통과를 이용한 목성 탐사 임무의 최적 발사 가능 시기에 대한 연구를 수행 하였다. 본 연구를 통해서 관련 비행 궤적을 설계할 수 있는 자체적인 프로그램을 개발하였으며 일련의 과정을 통해 그 성능을 검증 하였다. 목성까지의 비행 궤적 중 직행 임무(Direct mission), 단일 행성 근접 통과를 이용한 임무(Single planet gravity assist mission) 그리고 복수 행성 근접 통과를 이용한 임무(Multi planet gravity assist mission)에 대한 비행 궤적을 각각 설계하였으며 이에 대한 최적의 발사시기를 선정하였다. 목성 탐사 비행 궤적 중, 지구-화성-지구-목성의 비행 궤적(Earth-Mars-Earth-Jupiter Gravity Assist, EMEJGA Trajectory)을 갖는 복수 행성 근접 통과 임무가 약 $29.231\text{km}^2/\text{s}^2$ 의 발사 에너지(C_3)값을 필요로 하였으며 이는 직행 임무의 발사 에너지(C_3)값 $75.756\text{km}^2/\text{s}^2$ 및 화성 근접 통과만을 고려한 단일 행성 근접 통과 임무의 발사 에너지(C_3)값 $63.590\text{km}^2/\text{s}^2$ 보다 현저하게 낮은 수치이다. 이러한 결과는 행성간 탐사선의 비행 궤적 설계시 행성 근접 통과를 고려하였을 경우 발사 에너지의 절감 효과 및 한번의 발사로 하나 이상의 행성의 탐사가 가능함으로 임무의 효율성을 증대시킬 수 있다는 사실을 보여 주고 있다. 또한 복수 행성 근접 통과를 이용하였을 경우 요구되는 총 임무 기간은 약 4.6년으로 직행 혹은 단일 행성 근접 통과를 이용하였을 경우(각 약 2.98년 및 약 2.33년의 총 임무 기간)에 비해 임무 기간이 길어지는 단점이 있음을 확인 시켜 주고 있다.

ABSTRACT

Interplanetary trajectories using the gravity assists are studied for future Korean interplanetary missions. Verifications of the developed softwares and results were performed by comparing data from ESA's Mars Express mission and previous results. Among the Jupiter exploration mission scenarios, multi-planet gravity assist mission to Jupiter (Earth-Mars-Earth-Jupiter Gravity Assist, EMEJGA trajectory) requires minimum launch energy (C_3) of $29.231\text{ km}^2/\text{s}^2$ with 4.6 years flight times. Others,

[†]corresponding author

such as direct mission and single-planet(Mars) gravity assist mission, requires launch energy (C_3) of $75.656 \text{ km}^2/\text{s}^2$ with 2.98 years flight times and $63.590 \text{ km}^2/\text{s}^2$ with 2.33 years flight times, respectively. These results show that the planetary gravity assists can reduce launch energy, while EMEJGA trajectory requires the longer flight time than the other missions.

Keywords: Jupiter, interplanetary trajectory design, gravity assist

1. 서 론

화성을 근접 통과 한 뒤 목성을 탐사하는 비행 궤적이 목성 탐사 임무시 요구되는 발사 에너지를 절약 할 수 있다는 이론이 1962년 M. A. Minovitch에 의해 발표되었다(Wertz 2001). 이러한 이론을 바탕으로 목성을 근접 통과하는 비행궤적을 이용하여 상대적으로 발사 에너지가 많이 요구되는 목성 이후의 행성들에 대한 탐사 가능성(Deerwester 1966) 및 임무 가능시기(Vickery & Horsewood 1969)에 대한 연구가 이루어 졌다. 목성 탐사 임무를 수행한 인류 최초의 탐사선은 1972년 발사된 Pioneer10호 이다. 이후 Pioneer 11호를 비롯한 Voyager 1, 2호가 목성 근접 통과를 이용하여 목성 탐사를 수행 한 뒤 외행성들의 탐사 후 태양계를 벗어났다. 가장 최근의 목성 탐사선은 1989년 발사된 Galileo호 이며, 발사 에너지를 절약하기 위해 한번의 금성 근접 통과와 두 번의 지구 근접 통과를 하는 비행 궤적을 선택한 바 있다(Chobotov 2002). 목성 탐사를 위한 비행 궤적에 대한 최근의 연구는 보다 복잡한 비행 궤적, 즉 다양한 행성들을 여러번 근접 통과함으로써 발사 에너지를 줄이는 방향으로 진행(Petropoulos et al. 2000)되고 있다. 또한 현재까지 진행된 모든 행성간 탐사 임무에서 사용된 화학 추력 추진(Chemical impulse propulsion)을 사용하는 것이 아닌, 저추진(Low thrust)을 사용하여 추진체의 무게 및 총 임무 시간을 줄이고, 더 나아가 저추진과 행성 근접통과를 접목한 최적의 비행 궤적에 대한 연구가 진행 중에 있다(McConaghy et al. 2003). 본 논문에서는 화학 추력 추진을 이용한 이중 추력(two impulse)만을 고려하여 탐사선의 비행 궤적을 설계하였다.

행성 근접 통과를 이용한 탐사선의 비행 궤적 설계와 관련된 기술 선진국들은 이미 자체적인 시뮬레이터를 보유하고 있는 것으로 알려져 있다. 하지만 관련 기술은 그 나라의 국방기술과 밀접하게 연관되어 철저한 대외적 비밀 속에서 관리, 개발되고 있다. 우리나라에서도 화성 탐사임무 비행 궤적 설계에 관한 연구(백지훈 2001, 이성섭 2002)를 실시하여 왔다. 하지만 행성 근접 통과를 이용한 비행 궤적에 관한 연구는 아직 이루어 지지 않은 실정이다. 기술 선진국과의 기술 제휴 및 이전이 힘든 상황에서 행성 근접 통과를 이용한 탐사선의 비행 궤적 설계에 관한 독자적인 연구는 향후 우리나라의 행성간 탐사 임무 설계를 위해서 꼭 필요한 사항이다.

2. C_3 값의 계산

행성간 탐사선의 비행 궤적 설계를 위해서는 수많은 변수들이 고려되어야 하는데 이중 가장 우선적으로 고려해야 될 것이 바로 발사체의 성능 및 탑재해야 할 최대 연료량과 밀접한 관계가 있는 C_3 값이다. C_3 값은 에너지의 개념으로서 지구 출발 V_∞ 벡터 크기의 제곱 값으로 계산되며, 탐사선이 도착 행성에 근접 하였을 경우에 대한 도착 V_∞ 벡터도 같은 방법으로 계산된다(Sergeyevsky et al.

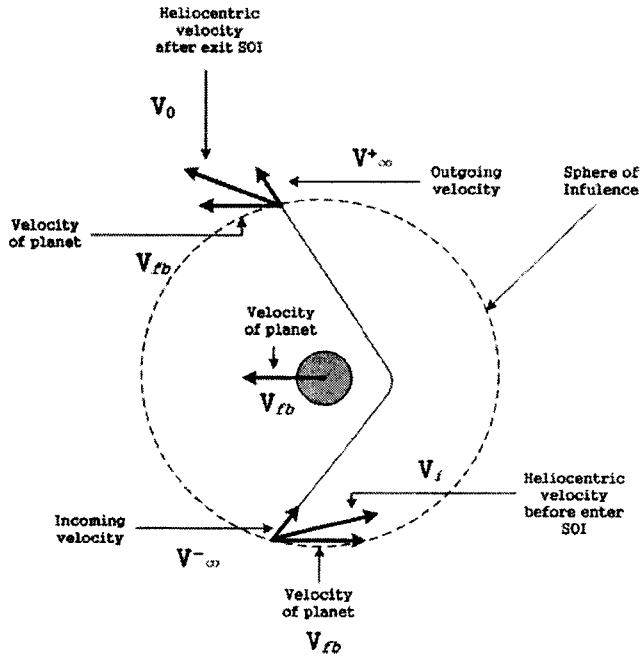


그림 1. 행성의 작용권구와 근접 통과 비행 궤적상의 벡터들의 기하학적 관계.

1983). 탐사선의 발사시기의 변화로 인하여 C_3 값이 변하게 되면 이는 발사체가 보유해야 하는 추진체의 질량이 변하게 된다는 의미이며 만약 이 값이 발사체가 보유할 수 있는 최대의 추진제량 즉, 발사체의 최대 성능을 벗어나는 범위에 이르게 된다면 계획된 임무는 불가능 하게 된다. 이러한 탐사선의 최적의 발사 시기는 출발하는 행성, 도착하고자 하는 행성, 그리고 근접 통과하고자 하는 행성들의 상호 위치를 적절히 고려하여 선정되게 된다.

탐사선의 지구 출발은 지구 탈출 쌍곡선 궤도의 근지점에서 지구의 작용권구를 벗어 날 수 있을 만큼의 추력(ΔV)을 가함으로서 이루어진다. 즉 쌍곡선 탈출 속도라 함은 탐사선이 지구의 작용권구를 벗어나 목표 행성으로의 태양 중심 항행 단계에 접어들기 위해 요구되는 최소한의 속도를 의미하며, 흔히 출발 V_{∞} 라고 표현 된다. 지구 출발 V_{∞} 벡터는 태양 중심의 탐사선의 속도 벡터 $V_{h\ S/C}$ 와 JPL의 DE405 혹은 해석적인 방법으로 구해진 천체력으로 부터 얻어진 태양 중심의 지구의 공전 속도 $V_{h\ Earth}$ 의 차로 구해진다(Sergeyevsky et al. 1983). 이 때 $V_{h\ S/C}$ 값은 Lambert 정리의 역과정을 이용하여 천이 비행 궤적을 설계한 뒤 구해 질 수 있다(Brown 1998). 본 논문에서는 여러가지 Lambert 정리의 역과정 해법 중 Battin(1999)의 방법을 사용하여 그 해를 구했으며, 천체력의 경우 해석적인 방법으로 구해진 천체력을 사용하였다.

3. 행성 근접 통과 비행 역학

행성 근접 통과와 기본 원리는 근접 통과 하고자 하는 행성에서 탐사선의 운동량 보존 법칙과 에너지 보존 법칙으로 설명 되어 질 수 있다. 따라서 이러한 비행 궤적의 설계시에는 무엇보다도 근접

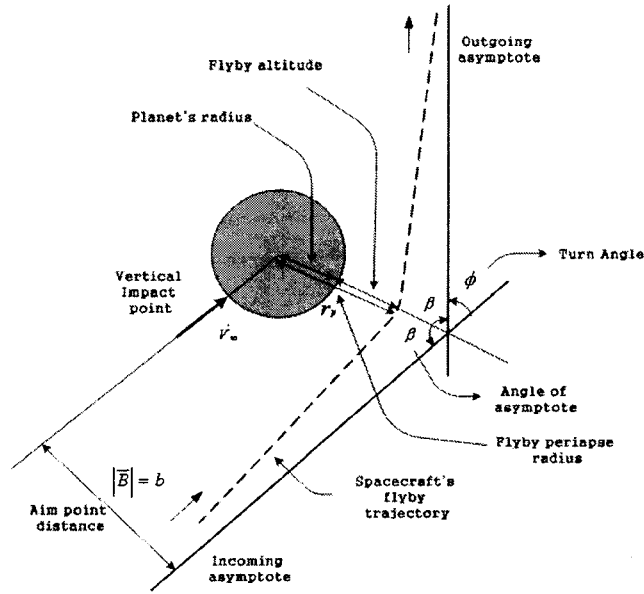


그림 2. 근접 통과 비행 궤적의 기하학적 모습(Sergeyevsky et al. 1983).

통과 하고자하는 행성 중심에서 본 탐사선의 작용권구 진입(V_{∞}^-) 및 탈출속도(V_{∞}^+)의 크기가 일치하여야 하는 제한 조건이 따르게 된다. 앞서 설명하였듯이 행성간 탐사선의 천이 비행 궤적을 설계하는 단계에서 이미 Lambert 정리의 역과정을 이용, 임의의 근접 통과 날짜에서의 탐사선의 태양 중심 속도 벡터는 얻어 질 수 있다. 행성의 작용권구를 진입하기 전 천이 비행 궤적 상의 탐사선의 속도 벡터인 V_i , 근접통과 후 행성의 작용권구를 벗어나 또다른 목표 행성으로 향하는 천이 비행 궤적 상의 탐사선의 속도 벡터인 V_o , 그리고 근접 통과 행성의 태양 중심 공전 속도 벡터 V_{fb} 를 이용하여 근접 통과 행성 중심으로 표현되는 작용권구 진입시의 속도 벡터 V_{∞}^- 및 작용권구 탈출시의 속도 벡터 V_{∞}^+ 를 식(1),(2)와 같이 계산 한다(Eagle 1999). 위의 다양한 벡터들과 근접 통과 하고자 하는 행성의 작용권구와의 상호 기하학적 관계는 그림 1에 나타나 있다.

$$V_{\infty}^- = V_i - V_{fb} \tag{1}$$

$$V_{\infty}^+ = V_o - V_{fb} \tag{2}$$

이밖에도 근접 통과시 탐사선 속도 벡터의 회전각(ϕ), 탐사선 속도 벡터의 최대 회전각(ϕ_{max}), 근접 통과 거리(γ_p), 근접 통과 고도(h), 쌍곡선 비행 궤적의 점근선 진근점 이각(θ_{∞}), 장반경(a), 이심률(e) 등은 $V_{\infty}^-, V_{\infty}^+, v_{\infty}, \mu, \gamma_p, \gamma_e$ 등의 상호 관계로서 구해 질 수 있다. 이 때, γ_e 는 근접 통과 행성의 반경, γ_p 는 근접 통과 쌍곡선 궤도의 근점 거리, v_{∞} 는 탐사선의 작용권구 진입시 속도 벡터의 크기, μ 는 근접통과 행성의 중력 상수를 나타내며 관련 값들의 기하학적 모습은 그림 2에 나타나 있다. 탐사선의 근접 통과 비행 고도는 탐사선이 근접 통과 하고자 하는 행성과 충돌하지 않는 범위에서 적절하게 선정되어야 하며, 임무의 성격에 따라 다양하게 선정 될 수 있다. 또한 태양 중심에서 바라본

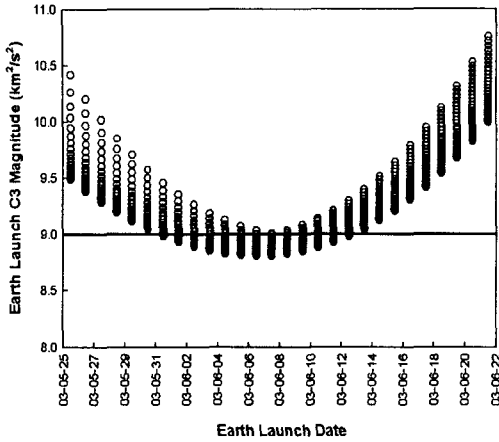


그림 3. 직행 임무에 대한 성능 검증을 위해 계산된 Mars Express 지구 출발 가능 시기.

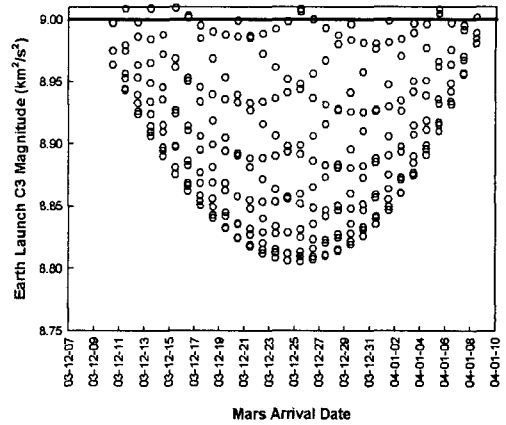


그림 4. 직행 임무에 대한 성능 검증을 위해 계산된 Mars Express 화성 도착 가능 시기.

표 1. 개발 프로그램의 성능 비교 분석 결과 (지구→금성→화성 임무의 경우).

	Eagle(1999) 결과	산출 결과
지구 출발 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS)	2009:02:01:00:00:00	2009:02:01:00:00:00
금성 근접 통과 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS)	2009:06:23:19:56:15	2009:06:23:19:56:15
화성 도착 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS)	2010:02:13:15:49:58	2010:02:13:15:49:58
지구 출발 C_3 에너지(km^2/s^2)	48.346	48.346
금성 근접 통과시 V_∞ 벡터 크기(km/s)	7.733	7.733
금성 근접 통과시 V_∞^+ 벡터 크기(km/s)	7.733	7.733
금성 근접 통과시 태양 중심 ΔV (km/s)	5.096	5.096
금성 근접 통과시 실제 회전각(deg)	38.47	38.47
금성 근접 통과 고도(km)	5000.00	5000.04
총 임무 기간(years)	1.03	1.03

탐사선의 속도 변화량 및 그 벡터는 다음과 같은 식에서 구해진다(Eagle 1999).

$$\Delta V = V_i - V_o \tag{3}$$

이밖의 근접 통과시의 쌍곡선 비행 궤적에 대한 다른 궤도 요소들 즉, 쌍곡선 비행 궤적의 장반경(a), 이심률(e), 기울기(i), 승교점 적경(Ω) 그리고 근지점 이각(ω)은 1956년 W. Kinzer에 의해 도입된 B 평면 좌표계의 개념과 적절한 좌표 변환을 통하여 계산 된다(Brown 1998).

4. 개발 프로그램의 성능 검증

행성 근접 통과를 이용하여 비행 궤적을 설계할 경우 발사 비용의 절감 효과 즉, 에너지의 절감 효과가 있다는 사실을 확인하기 위해서 개발 프로그램을 직행 비행 궤적 임무와 근접 통과를 이용한 비행 궤적임무에 모두 적용하였을 경우에 대한 성능 검증을 실시하였다. 본 논문에서 제시하고 있

는 임무 가능 시기에 대한 모든 그림은 x축이 각각의 임무에 대한 수행 가능 날짜(day)를 나타내고 있으며 y축은 이때 요구되는 지구 출발 C_3 값(km^2/s^2)임을 참고하기 바란다.

4.1 직행 임무에 대한 성능 검증

실제의 직행 임무와의 비교 검증을 위하여 2003년 6월 2일 발사하여 2003년 12월 26일 화성 궤도에 진입한 유럽우주국의 화성 탐사선 Mars Express의 임무를 선택하였다. 그림 3은 개발 프로그램에 의해서 산출된 Mars Express의 지구 출발 가능시기를 보여주고 있다. 그림 3에서 볼 수 있듯이 발사체의 성능에 의한 최대 허용 가능 C_3 값이 $9.0\text{km}^2/\text{s}^2$ 라고 가정한다면, 화성 탐사를 위한 탐사선의 발사 가능 시기는 약 2003년 6월 1일부터 2003년 6월 13일까지로 약 12일 동안 가능하다는 결론이 나온다. 또한 2003년 6월 7일 경에 지구를 출발 할 경우 가장 적은 C_3 값이 소모될 것으로 예상된다. 하지만 실제 임무의 경우 발사장의 상황 및 발사시 고려해야 하는 기타 여러 제한 조건들을 고려하여 최종 발사시각을 결정하기 때문에, 최대 허용 가능 C_3 값이 초과하지 않는 범위 내에서 최종 발사시각은 유동적으로 결정되며, 개발 프로그램으로 계산된 결과의 범위는 Mars Express가 지구를 출발한 2003년 6월 2일을 포함하고 있다. 실제로 Hechler & Yanes(1999)에 의하면 Mars Express가 2003년 6월 1일 17시 48분 27초에 지구를 출발하여 2003년 12월 26일 11시 18분 58초에 화성에 도착한다고 가정을 하였을 때 요구되는 C_3 값은 $8.92\text{km}^2/\text{s}^2$ 라고 발표 하였다. 위와 동일한 지구 출발 시각과 화성 도착 시각을 개발 프로그램에 적용하여 계산된 C_3 값은 $8.96\text{km}^2/\text{s}^2$ 으로 약 $0.04\text{km}^2/\text{s}^2$ 의 오차를 보여 주고 있으며, 이는 개발 프로그램과 Hechler & Yanes(1999)가 사용한 천체력 및 적용된 상수들의 오차에 기인한 것으로 판단된다. 그림 4는 개발 프로그램에 의해서 산출된 Mars Express의 화성 도착 가능한 날짜의 범위를 보여 주고 있으며, 2003년 12월 23일부터 2003년 12월 27일 사이에 C_3 값을 최소로 하여 화성에 도착이 가능함을 알 수 있다. 이는 실제로 Mars Express가 화성에 도착한 2003년 12월 26일을 포함하고 있다.

4.2 행성 근접 통과를 고려한 경우에 대한 성능 검증

행성 근접 통과를 고려한 경우에 대한 성능 검증을 위해서 Eagle(1999)이 제시한 결과 값과 개발 프로그램에 의해서 산출된 결과 값을 비교하여 보았다. Eagle(1999)의 경우 지구를 출발하여 금성을 근접 통과 한 뒤 화성에 도착하는 임무(지구→금성→화성)에 대한 다양한 비행 궤적 자료들을 보여 주고 있다. 따라서 개발 프로그램 역시 동일한 비행 궤적을 갖는 임무를 설정하고 관련 비행 궤적 자료들을 산출하여 보았다. 이에 따른 계산 결과는 표 1에 나타나 있으며, 동일 임무에 대한 대부분의 관련 비행 궤적 자료들이 Eagle(1999)의 결과와 정확하게 일치하고 있는 것을 볼 수 있다.

5. 목성 탐사선의 비행 궤적 설계

검증된 개발 프로그램을 이용하여 향후 우리나라에서 목성 탐사 임무를 수행 한다고 가정을 한 뒤, 다양한 비행 궤적(직행 임무, 단일 행성 근접 통과 임무, 복수 행성 근접 통과 임무)에 대한 지구 출발 가능 시기, 근접 통과 가능시기, 목성 도착 가능시기 및 기타 관련 자료를 산출하여 보았다. 본 논문에서 제시하고 있는 출발 C_3 값 및 도착 C_3 값의 경우, 지구 출발 또는 목성 도착시의 탐사선이 각각의 행성의 작용권구를 벗어나는 시점 또는 진입하는 시점에 있다는 가정 하에서 산출된 결과이다. 따라서 출발 및 도착 단계에서의 요구되는 추력(ΔV)의 값은 각 시점에서의 주차궤도(parking

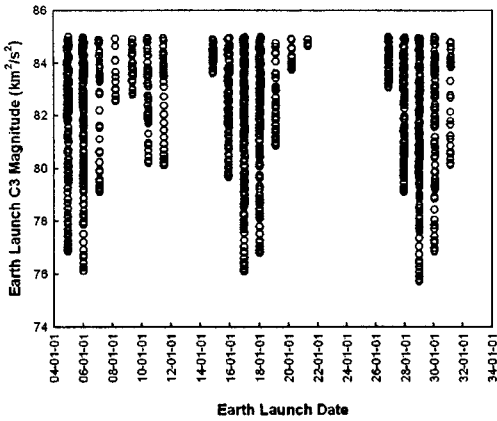


그림 5. 직행 목성 탐사 임무의 지구 출발 가능 시기.

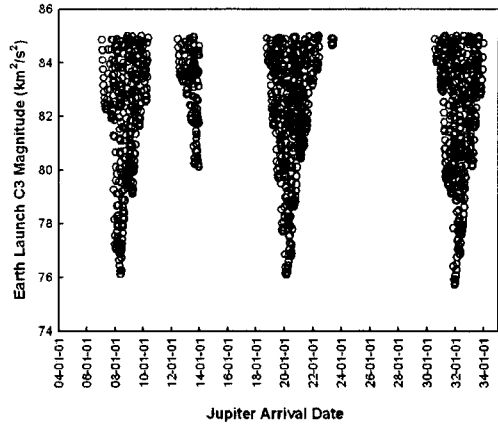


그림 6. 직행 목성 탐사 임무의 목성 도착 가능 시기.

표 2. 직행 목성 탐사 임무의 관련 자료.

Values	Calculated Results
지구 출발 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS)	2028:12:26:00:00:00
목성 도착 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS)	2031:12:19:00:00:00
지구 출발시 ΔV 크기(km/s)	8.698
지구 출발시 C_3 에너지(km ² /s ²)	75.656
목성 도착시 ΔV 크기(km/s)	5.687
목성 도착시 C_3 에너지(km ² /s ²)	32.349
총 임무 기간(years)	2.98

orbit)의 특성에 따라 다르게 계산 되어 질 수 있다.

5.1 목성 직행 탐사 임무

직행 임무로서 목성에 탐사선을 보낸다고 가정을 한 뒤, 그 발사 및 목성 도착의 가능시기 및 기타 관련 자료를 산출하여 보았다. 검색 범위는 2004년 1월 1일부터 향후 30년간 실시하였다. 그림 5와 그림 6은 각각 지구 출발 C_3 값에 대한 목성 탐사선의 지구 출발 가능 날짜의 범위 및 목성 도착 가능 날짜의 범위를 보여 주고 있다. 향후 30년 동안 최소의 출발 C_3 로서 목성 탐사가 가능한 시기는 2006년 초, 2016년 말, 2028년 말, 세 번이 가능하며 이 때 목성 도착 가능 시기는 각각 2008년 중반, 2020년 초반, 2031년 후반이다. 위의 세 기간 중 최소 지구 출발 에너지를 요구하는 시기는 2028년 12월 26일 지구를 출발하여 2031년 12월 19일 목성에 도착하는 경우로 나타났으며 이 때 요구되는 지구 출발 C_3 값은 75.656km²/s²이다. 이 경우에 대한 비행궤적 관련 자료 및 천이 비행궤적의 모습은 각각 표 2와 그림 7에 나타나 있다.

5.2 단일 행성 근접 통과를 이용한 목성 탐사 임무

목성 탐사선이 화성을 근접통과 한 뒤 목성에 도착 한다고 가정을 한 뒤 관련 비행 궤적 자료를

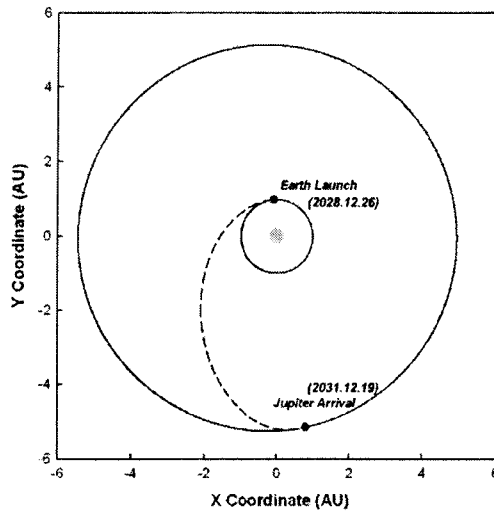


그림 7. 직행 목성 탐사 임무의 최적 천이 비행 궤적의 모습.

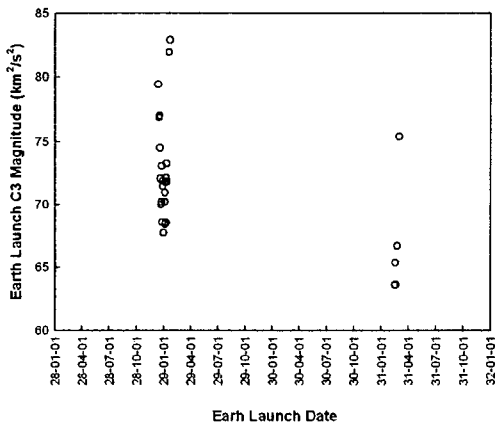


그림 8. 화성 근접 통과를 이용한 목성 탐사 임무의 지구 출발 가능 시기.

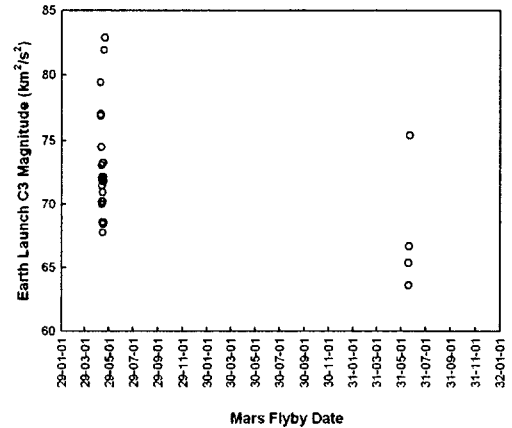


그림 9. 화성 근접 통과를 이용한 목성 탐사 임무의 화성 근접 통과 가능 시기.

산출 하여 보았다. 임무 수행의 검색 범위는 직행임무와 같은 기간인 2004년 1월 1일부터 2034 1월 1일 까지 30년간이며 화성 근접 통과시 최저 비행 고도의 제한은 500km로 하였다. 그림 8,9,10은 산출된 결과들에 대한 그림들이며 각각 지구 출발 C_3 값에 대한 지구 출발 가능 시기, 화성 근접 통과 가능 시기, 목성 도착 가능 시기를 보여 주고 있다.

최적의 화성 근접 통과를 이용한 목성 탐사선의 지구 출발 가능 날짜는 2031년 2월 15일, 화성 근접 통과 날짜는 2031년 5월 20일, 목성 도착 날짜는 2033년 6월 15일이며, 이와 관련된 비행 궤적에 대한 구체적인 값들은 표 3에 제시하였다. 이 때 지구 출발시 요구되는 지구 출발 C_3 값은 $63.59\text{km}^2/\text{s}^2$ 이다.

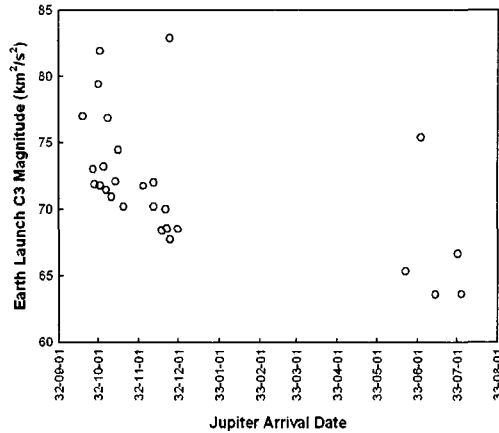


그림 10. 화성 근접 통과를 고려한 목성 탐사 임무의 목성 도착 가능 시기.

표 3. 화성 근접 통과를 이용한 목성 탐사 임무의 관련 자료.

Values	Calculated Results
지구 출발 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS)	2031:02:15:00:00:00
화성 근접 통과 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS)	2031:05:20:00:00:00
목성 도착 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS)	2033:06:15:00:00:00
지구 출발시 ΔV 크기(km/s)	7.974
지구 출발시 C_3 에너지(km^2/s^2)	63.590
화성 근접 통과시 V_{∞}^- 벡터의 크기 (km/s)	16.773
화성 근접 통과시 V_{∞}^+ 벡터의 크기 (km/s)	16.773
화성 근접 통과시 태양 중심의 ΔV (km/s)	1.211
화성 근접 통과시 실제 회전각(deg)	4.13
화성 근접 통과 고도(km)	667.809
목성 도착시 ΔV 크기(km/s)	6.115
목성 도착시 C_3 에너지(km^2/s^2)	37.401
총 임무 기간(years)	2.33

표 3에서 행성 근접 통과를 위한 가장 기본적인 제한 조건인 작용권구 진입·출입 속도의 크기를 살펴 보면, 화성의 작용권구 진입시 탐사선의 속도벡터 V_{∞}^- 의 크기와 작용권구 탈출시의 속도벡터 V_{∞}^+ 의 크기가 각각 16.773km/s으로 정확하게 일치하는 모습을 볼 수 있다. 이 때 화성 근접 통과시 탐사선의 비행 고도는 667.81km이며, 이 임무에 대한 천이 비행 궤적의 모습을 그림 11에 보였다.

5.3 복수 행성 근접 통과를 이용한 목성 탐사 임무

복수 행성 근접 통과를 이용한 목성 탐사선 임무의 최적 발사 가능 시기를 산출하여 보았다. 탐사선의 비행 궤적은 지구를 출발하여 화성을 1차로 근접 통과 한 뒤 지구를 2차적으로 근접 통과하여 목성에 도착하는 지구→화성→지구→목성의 비행 궤적(EMEJGA Trajectory)을 선택하였다. 복수 행성 근접 통과를 고려한 임무의 경우 행성 상호간의 합주기에 영향을 받아 상대적으로 임무의 수

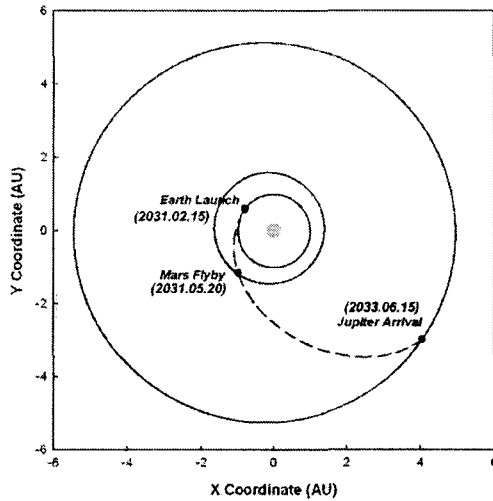


그림 11. 화성 근접 통과를 고려한 목성 탐사 임무의 최적 천이 비행 궤적의 모습.

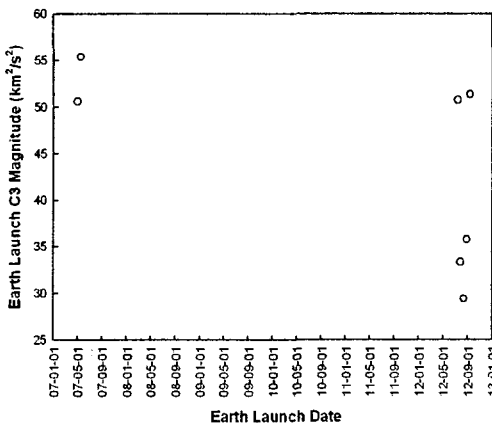


그림 12. 복수 행성 근접 통과를 고려한 목성 탐사 위성의 지구 출발 가능시기.

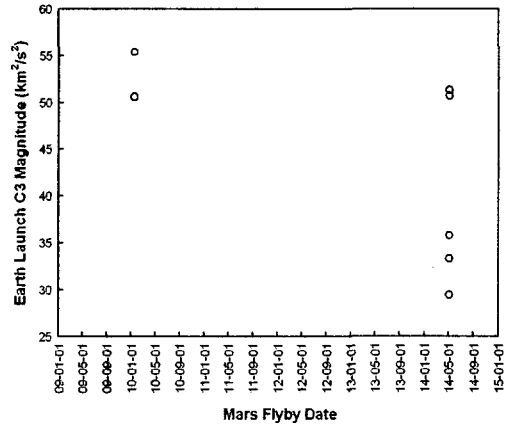


그림 13. 복수 행성 근접 통과를 고려한 목성 탐사 위성의 화성 근접통과 가능시기.

행 가능 시기가 자주 있을 수 있으나 결과의 산출 시간이 오래 걸린다는 단점이 있다. 따라서 본 논문에서는 지구 출발 가능 날짜의 검색범위를 2004년 부터 2014년 까지 10년 동안만 실시하였다. 행성 근접 통과시의 최소 허용 비행 고도는 화성 및 지구의 근접 통과시 모두 500km로 제한하였다. 그림 12에 의하면, 향후 10년 동안 지구→화성→지구→목성의 비행 궤적을 갖는 임무가 가능한 지구 출발 시기는 2007년 5월경과 2012년 8월경이다.

위의 두 기간 중, 2012년 8월경에 지구를 출발하는 경우가 약 $30\text{km}^2/\text{s}^2$ 의 값이 소요될 것으로 예상되어 2007년 5월경보다는 좀더 효율적인 임무가 가능할 것으로 보인다. 그림 13,14,15는 각각 복수

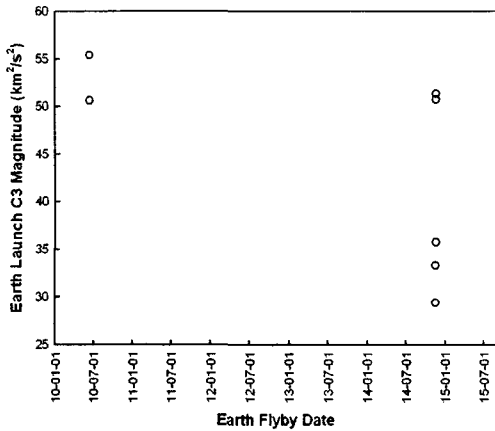


그림 14. 복수 행성 근접 통과를 고려한 목성 탐사 위성의 지구 근접통과 가능시기.

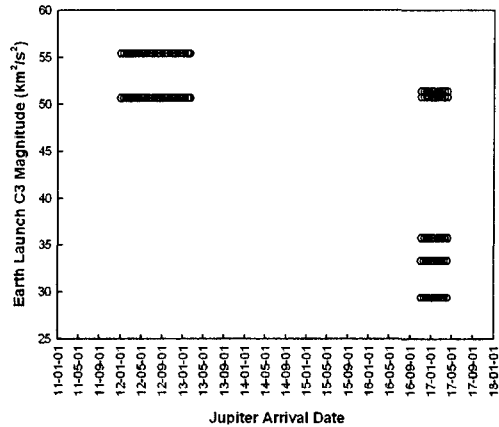


그림 15. 복수 행성 근접 통과를 고려한 목성 탐사 위성의 목성 도착 가능시기.

행성 근접 통과를 이용한 경우에 대한 화성 근접 통과 가능시기, 지구 근접 통과 가능시기, 목성 도착 가능시기를 보여 주고 있다. 2012년 8월경에 지구를 출발한 목성 탐사 위성은 그림 13에 보여 지듯이 2014년 5월경에 화성을 1차적으로 근접 통과 하며, 2014년 11월경에 지구를 2차적으로 근접 통과(그림 14)한다. 마지막으로 탐사선은 2016년 11월경부터 2017년 4월경 사이에 목성 도착(그림 15)이 가능하다. 이처럼 탐사선의 목성 도착 가능 시기가 다양하게 나타나는 이유는 지구 출발시의 에너지의 크기와 화성 및 지구 근접 통과시의 탐사선의 속도 변화량에 기인하여 나타나는 현상인데, 이들은 다시 각 날짜에 해당되는 행성의 속도 및 위치, 각각의 근접 통과시의 비행 고도 등에 의해 영향을 받는다. 즉, 탐사선이 2차적으로 지구를 같은 날 근접 통과를 하였더라도 근접 통과시의 비행 고도 및 속도의 영향을 받아 목성에 최종적으로 도착 할 수 있는 날짜의 범위가 다양하게 나타나게 된다.

복수 행성 근접 통과를 이용한 목성 탐사선의 최적의 발사 가능 시기는 2012년 8월 9일에 지구를 출발하여 2014년 5월 2일 화성을 1차로 근접 통과한 뒤, 2014년 11월 15일 지구를 2차적으로 근접 통과하여 2017년 3월 15일에 목성에 도착하는 경우가 가장 적은 지구 출발 에너지, 약 $29.232\text{km}^2/\text{s}^2$ 를 소모하는 것으로 나타났다. 이에 대한 자세한 자료 결과 값은 표 4에 보였으며, 그림 16은 이러한 복수 행성 근접 통과를 이용하여 목성을 탐사하는 임무의 비행 궤적을 보여 주고 있다.

5.4 목성 탐사 임무별 비교 분석 결과

앞서 산출된 각각의 목성 탐사 임무별 특성을 표 5에 나타 내었다. 직행 임무(지구→목성)의 경우 지구 출발시 요구되는 에너지인 값이 약 $75.656\text{km}^2/\text{s}^2$ 이며, 단일 행성 근접 통과(지구→화성→목성)를 이용한 경우와 복수 행성 근접 통과(지구→화성→지구→목성)를 이용한 경우는, 각각 $63.590\text{km}^2/\text{s}^2$ 및 $29.231\text{km}^2/\text{s}^2$ 으로 나타났다. 전체 임무 수행시 요구되는 에너지 값의 경우에도 각각의 임무 별로 살펴보면 직행 임무 $108.005\text{km}^2/\text{s}^2$, 단일 행성 근접 통과임무 $100.991\text{km}^2/\text{s}^2$, 복수 행성 근접 통과 임무 $65.839\text{km}^2/\text{s}^2$ 으로 지구 출발시 요구되는 에너지를 비롯한 임무 수행시 요구되는 전체 에너지의 측면에서도 복수 행성 근접 통과를 이용한 경우가 가장 적은 에너지로 목성 탐사

표 4. 복수 행성 근접 통과를 이용한 목성 탐사 임무의 관련 자료(EMEJGA Trajectory).

Values	Calculated Results
지구 출발 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS)	2012:08:09:00:00:00
화성 근접 통과 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS)	2014:05:02:00:00:00
지구 근접 통과 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS)	2014:11:15:00:00:00
목성 도착 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS)	2017:03:15:00:00:00
지구 출발시 ΔV 크기(km/s)	5.406
지구 출발시 C_3 에너지(km ² /s ²)	29.231
화성 근접 통과시 V_{∞}^- 벡터의 크기(km/s)	7.353
화성 근접 통과시 V_{∞}^+ 벡터의 크기(km/s)	7.352
화성 근접 통과시 태양 중심의 ΔV (km/s)	2.342
화성 근접 통과시 실제 회전각(deg)	18.33
화성 근접 통과 고도 (km)	783.017
지구 근접 통과시 V_{∞}^- 벡터의 크기 (km/s)	11.575
지구 근접 통과시 V_{∞}^+ 벡터의 크기 (km/s)	11.576
지구 근접 통과시 태양 중심의 ΔV (km/s)	6.957
지구 근접 통과시 실제 회전각(deg)	34.97
지구 근접 통과 고도(km)	545.527
목성 도착시 ΔV 크기(km/s)	6.050
목성 도착시 C_3 에너지(km ² /s ²)	36.608
총 임무 기간 (years)	4.60

표 5. 각 임무별 비교 분석 결과.

	직행 임무 (지구→목성) (지구→화성→목성)	단일 행성 근접 통과 임무 (지구→화성→지구→목성)	복수 행성 근접 통과 임무
지구 출발 시각 (YYYY:MM:DD:HH:MM:SS)	2028:12:26:00:00:00	2031:02:15:00:00:00	2012:08:09:00:00:00
목성 도착 시각 (YYYY:MM:DD:HH:MM:SS)	2031:12:19:00:00:00	2033:06:15:00:00:00	2017:03:15:00:00:00
지구 출발시 ΔV (km/s)	8.698	7.794	5.406
목성 도착시 ΔV (km/s)	5.687	6.115	6.050
전체 ΔV (km/s)	14.385	13.909	11.456
지구 출발시 C_3 (km ² /s ²)	75.656	63.590	29.231
목성 도착시 C_3 (km ² /s ²)	32.349	37.401	36.608
전체 C_3 (km ² /s ²)	108.005	100.991	65.839
총 임무 소요 시간(years)	2.98	2.33	4.60

임무를 수행 할 수 있다. 따라서 향후 우리나라에서 목성 탐사 임무를 수행 할 경우, 행성 근접 통과를 이용한 비행 궤적을 설계하여 임무 수행시 필요한 에너지를 절감 할 수 있으며 한번의 발사로 하나 이상의 행성 탐사가 가능하여 임무의 효율성을 증대 시킬 수 있겠다. 하지만 총 임무 기간의 경우, 복수 행성 근접 통과 임무는 약 4.6년의 기간을 필요로 함으로 다른 임무의 경우(직행 임무의 경

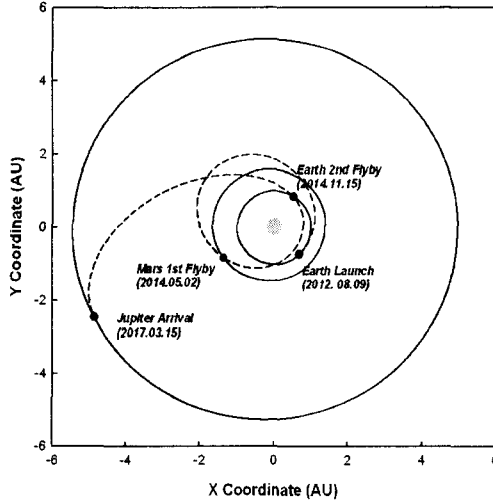


그림 16. 복수 행성 근접 통과를 이용한 목성 탐사 임무의 최적 천이 비행 궤적의 모습(EMEJGA Trajectory).

우 약 2.98년, 단일 행성 근접 통과 임무의 경우 약 2.33년)보다 많은 임무 기간을 필요로 한다는 단점이 있다. 또한 앞서 언급한 바와 같이 행성 근접 통과를 이용한 경우 근접 통과 하고자 하는 행성과의 충돌 위험성 때문에 매우 정밀한 비행 궤적의 설계가 요구된다. 표 5를 살펴보면 단일 행성 근접 통과를 이용한 경우가 직행 임무 보다 임무 수행시 요구되는 전체 에너지를 비롯한 총 임무 수행 기간 면에서도 좋은 결과를 나타내고 있다. 하지만 실질적인 임무 설계시에는 임무를 수행하고자 하는 시기(지구 출발 및 목성 도착 시기), 행성 근접 통과를 고려한 경우에 대한 위험성, 임무의 목적 및 특성 등을 적절하게 고려한 최적의 조건으로 임무를 설계하여야 할 필요가 있다.

6. 결론

본 논문에서는 향후 우리나라의 목성 탐사의 임무에 대비하여 행성 근접 통과를 이용한 비행 궤적 설계에 대한 연구를 실시하였다. 또한 향후 우리나라의 행성 근접 통과를 이용한 행성간 탐사선의 비행 궤적 설계시 적용이 가능하도록 독자적인 비행 궤적 설계 프로그램을 개발하였다. 개발된 프로그램의 성능은 일련의 검증 절차를 통해 검증 되었으며 산출된 결과 역시 관련 논문(Petropoulos & et al. 2000)과의 결과 값과 비교 하여 보았다. 최적의 지구 출발 가능 날짜의 경우 최대 약 ± 3 일, 이때 요구되는 지구 출발 ΔV 의 경우 최대 $\pm 0.1 \text{ km/s}$ 의 오차를 나타내었다. 이는 실질적인 탐사선의 최종 발사 시각을 결정할 때 고려하여야 하는 다양한 변수들(발사체의 성능 및 발사장의 위치 등)을 감안한다면 만족할 만큼의 성능을 보여 주고 있었다. 본 연구에서 얻어진 결과를 통하여 향후 우리나라에서 목성 탐사 위성을 보낼 경우 행성 근접 통과를 이용한 비행 궤적을 설계하는 것이 발사 비용의 절감 효과 및 임무의 효율성을 증대 시킬 수 있다는 점을 확인 할 수 있다. 또한 개발 프로그램은 향후 우리나라의 행성 근접 통과를 이용한 탐사선의 비행 궤적 설계 즉, 행성간 탐사선의 임무 설계시 사용할 수 있다.

참고문헌

- 백지훈 2001, 석사학위논문, 연세대학교
- 이성섭 2002, 석사학위논문, 연세대학교
- Battin, R. H. 1999, *An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics* (Virginia: AIAA), p.295
- Brown, C. D. 1998, *Spacecraft Mission Design Second Edition* (Virginia: AIAA), pp.95-122
- Chobotov, V. A. 2002, *Orbital Mechanics Third Edition* (Virginia: AIAA), pp.265-273
- Deerwester, J. M. 1966, *J. of Spacecraft and Rockets*, 3, 10
- Eagle, C. D. 1999, *Advances in the astronautical sciences*, vol.102, part.2, *Spaceflight mechanics*, eds. R. H. Bishop, D. L. Mackison, R. D. Culp, & M. J. Evans (SanDiego: AAS), p.537
- Hechler, M., & Yanez, A. 1999, *Mars Express Consolidated Report on Mission Analysis* (Darmstadt: ESOC), pp.30-35
- McConaghy, T. T., Debban, T. J., Petropoulos, A. E., & Longuski, J. M. 2003, *J. of Spacecraft and Rockets*, 40, 3
- Petropoulos, A. E., Longuski, J. M., & Bongfiglio, E. P. 2000, *J. of Spacecraft and Rockets*, 37, 6
- Sergeyevsky, A. B., Snyder, G. C., & Cunniff, R. A. 1983, *Interplanetary Mission Design Handbook*, vol.1, part.2 (California: JPL), pp.9-10
- Vickery, J. D., & Horsewood, J. L. 1969, *J. of Spacecraft and Rockets*, 6, 5
- Wertz, J. R. 2001, *Mission Geometry; Orbit and Constellation Design and Management* (Dordrecht: Kluwer Academic Publisher), pp.630-640